



Proyecto de un UAV de autonomía infinita



REPORT

Grado en Ingeniería en Vehículos Aeroespaciales

Trabajo Final de Grado

Alumno: Sans Fàbregas, Marc

Director: Pérez Llera, Luis Manuel

Tutor: Garcia Almiñana, Daniel

01-09-2015

Tabla de Contenidos

Lista de Tablas	iii
Lista de Figuras	i
1 Objetivo	1
2 Alcance	3
3 Requerimientos	5
4 Justificación	7
5 Estado del arte	9
6 Posibles soluciones	13
7 Desarrollo de la solución	15
7.1 Dimensionado	15
7.2 Energía Solar	17
7.3 Aerodinámica	18
7.3.1 Ala	18
7.3.1.1 Perfil	18
7.3.1.2 Diseño del ala	19
7.3.2 Diseño de la cola	21
7.3.2.1 Superficies de control de cola	23
7.3.3 Polar parabólica	23
7.3.4 CFD	24
7.4 Estructura	26
7.4.1 Materiales	26
7.4.2 Centro de gravedad	27
7.4.3 Ala	28
7.4.3.1 Box beam	29
7.4.3.2 Cálculos preliminares	30
7.4.3.3 Resultados	33
7.4.3.4 Estructura	34
7.4.4 Fuselaje	35

7.4.5	Landing Gear	35
7.4.5.1	Despegue	36
7.4.5.2	Aterrizaje	37
7.5	Estabilidad	38
7.5.1	Estabilidad estática longitudinal	38
7.5.2	Estabilidad estática direccional	39
7.5.3	Estabilidad estática lateral	40
7.6	Control	41
7.7	Actuación y funcionamiento	41
7.7.1	Despegue	41
7.7.2	Ascenso	44
7.8	Elementos eléctricos	44
7.8.1	Baterías	44
7.8.2	Motor	45
7.8.3	Piloto automático	47
7.8.4	Cámara	47
8	Presupuesto	49
9	Impacto ambiental	51
10	Planificación de la siguiente fase	53
11	Conclusiones	55
12	Bibliografía	57

Lista de Tablas

7.1	Resumen de resultados del dimensionado	16
7.2	Comparativa resultados del dimensionado inicial con el análisis numérico sobre el ala	20
7.3	Comparativa resultados del dimensionado inicial con el análisis numérico sobre la modificación del ala	20
7.4	Datos del dimensionado inicial	23
7.5	Datos extraídos después del análisis con XFLR5	24
7.6	Propiedades mecánicas del rohacell	27
7.7	Posición centro de masas de las partes	28
7.8	Resumen de resultados estructurales del ala	33
7.9	Parámetros del DAI para el despegue	43
7.10	Resultados del DAI para el despegue	43
7.11	Parámetros del DAI para el ascenso	44
7.12	Resultados del DAI para el ascenso	44
8.1	Resumen de costes	49

Lista de Figuras

5.1	NASA-HELIOS	9
5.2	Proyecto Albatros	10
5.3	Solar Endeavour	10
5.4	Solar Impulse 2	11
7.1	Fuerzas básicas sobre una aeronave	15
7.2	Gráfico del porcentaje de potencia suministrada para la latitud de París y el solsticio de invierno	17
7.3	Aquila 9,3% smoothed	18
7.4	Curva C_L - α correspondiente al Aquila 9,3% smoothed.	19
7.5	Curvas C_d - α y C_l - C_d correspondientes al Aquila 9,3% smoothed.	19
7.6	Riblett GA35A415	20
7.7	Curva C_L - α correspondiente al Riblett GA35A415.	21
7.8	Curvas C_d - α y C_l - C_d correspondientes al Riblett GA35A415.	21
7.9	Ala definitiva	21
7.10	Cola en V definitiva	22
7.11	Campo de velocidades alrededor del ala	25
7.12	Campo de presiones alrededor del ala	25
7.13	Distribución de presiones sobre el DAI	26
7.14	Vista 3D del DAI.	27
7.15	Sección transversal de una ala donde se aprecian los diferentes elementos.	29
7.16	Distribución de sustentación y peso	30
7.17	Diagrama de esfuerzo cortante	31
7.18	Diagrama de momento flector	31
7.19	Simplificación de la viga de caja	32
7.20	Distribución de cargas en la viga	32
7.21	Dimensiones de la caja, donde el punto rojo representa el centro de gravedad y el azul el centro de cortadura	33
7.22	Distribución del ángulo de torsión a lo largo de la envergadura	34
7.23	Ejemplo de montaje espuma y fibra de carbono	35
7.24	Vista del producto de R&G utilizado como brazo de cola.	36
7.25	Vista 3D del tren.	37
7.26	Paracaídas de Opale usado en un hexacopter.	37
7.27	Curva C_m - α	39
7.28	Curva C_n - β	40
7.29	Esquema del sistema fly-by-wire	41

7.30 Segmentos del despegue	42
7.31 Fases del despegue con una configuración con rueda de cola	42
7.32 Batería Tattu 16000mAh	45
7.33 Motor T-motor MT4008	46
7.34 Hélice prop14x4.8 de T-motor	46
7.35 Piloto automático y controlador 3DR Pixhawk	47
7.36 GoPro Hero4 Session	48
10.1 Diagrama de Gantt de la siguiente fase	53

1 Objetivo

El objetivo es diseñar un UAV (unmanned air vehicle) que, alimentado mediante células fotovoltaicas, sea capaz de volar 24 horas 7 días a la semana.

2 Alcance

- Estudio aerodinámico
- Estudio de la propulsión
- Estudio estructural
- Análisis de la obtención y almacenamiento de la energía
- Integración de sistemas eléctricos y electrónicos
- Estudio para la estabilidad y capacidad de control
- Diseño
- Elaboración del presupuesto

3 Requerimientos

El DAI debe cumplir los siguientes requerimientos:

- Cumplir las normativas establecidas por EASA.
- Cumplir el BOE, sección 6^a, artículo 50 (Viernes 17 de Octubre del 2014).
- Conseguir la autonomía infinita mediante el uso de placas solares.

4 Justificación

El proyecto consiste en diseñar un UAV de autonomía infinita. Nadie pone en duda que el sector de los UAVs es un sector con un potencial enorme y alberga un montón de posibilidades que solamente ha hecho que empezar a crecer. Así pues, parece razonable, primeramente, elegir un proyecto orientado a este sector pero al añadir la autonomía infinita como objetivo lo hace una opción ideal. Un proyecto sobre un sector en auge y que se centra en el principal problema de dicho sector para tratar de eradicarlo.

A parte de tener una perspectiva de proyecto inmejorable, HEMAV, empresa que se dedica a aplicaciones civiles de drones, tenía un interés especial en un proyecto con un enfoque de este estilo. No hasta el punto de la autonomía infinita (pues a día de hoy es realmente algo inútil, está prohibido volar durante la noche y a más de 500m a la redonda del piloto, sí, debe haber un piloto, no se puede programar un recorrido y dejar que lo haga por si solo sin supervisión) pero sí un proyecto que les garantizara poder llevar a cabo una jornada de trabajo sin tener que estar parando los UAV y perdiendo dinero en ello.

La nota negativa del proyecto es la que se comentaba hace algunas líneas. A día de hoy el proyecto es inviable. Inviabile porque al no poder volar durante la noche y no poderse alejar del punto de origen, ¿Qué sentido tiene la autonomía infinita?. Es por este motivo que el proyecto contiene un presupuesto pero no un análisis de viabilidad. Aún así, el proyecto del UAV de autonomía infinita se realiza en vistas a una posible futura liberalización del mercado y la legislación pertinente y como otra posibilidad, su posible uso en casos al margen de esta legislación como por ejemplo un uso militar o el control de fronteras.

5 Estado del arte

Hasta el momento ha habido algunos proyectos con el mismo fin, de los que se deben destacar, primero, toda la serie del programa ERAST (Environmental Research Aircraft and Sensor Technology) de la NASA desde su primer prototipo, el Pathfinder hasta el Helios (??). Todos ellos propulsados por energía solar han volado durante largos períodos pero lejos de la autonomía infinita. Y segundo, destacar el proyecto Albatros (5.2), realizado por un grupo de estudiantes catalanes, con la particularidad que el proyecto se realizaba por impresión 3D (a excepción, claro está, de componentes eléctricos y electrónicos) y aunque nunca llegó a volar, su meta era también conseguir la autonomía infinita.

Ampliando el rango del estado del arte a no solamente proyectos con autonomía infinita sino también casos en los que se use la energía solar para volar, primero cabe destacar el Solar Endeavour (5.3) del equipo Trençalòs de la ETSEIAT que consiguió volar durante 6 horas. El otro proyecto interesante es el Solar Impulse 2 (5.4), el único de la lista tripulado, proyecto que tiene como fin dar la vuelta al mundo utilizando únicamente la energía solar. Para ello el viaje está partido en 13 etapas con la más larga, sobre el pacífico (y volando prácticamente a la latitud del ecuador) de cerca de 130 horas.



Figura 5.1: NASA-HELIOS

Source: wikipedia.org

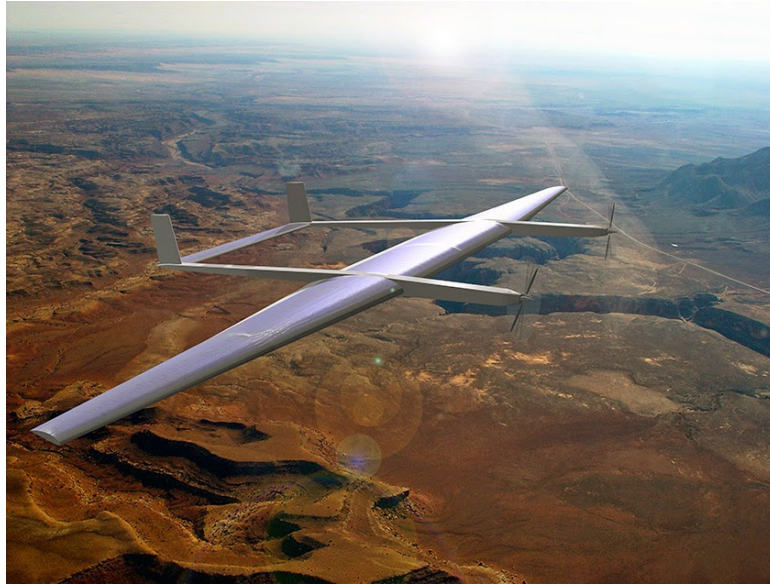


Figura 5.2: Proyecto Albatros

Source: lleidadrone.com



Figura 5.3: Solar Endeavour

Source: interempresas.com



Figura 5.4: Solar Impulse 2

Source: cbsnews.com

6 Posibles soluciones

En vista de los antecedentes del proyecto se contemple la indisponibilidad de una configuración de referencia que permita obtener la autonomía infinita. Además, como a priori es un proyecto donde no es necesario un fuselaje no tiene sentido hablar de configuraciones de ala alta, media o baja ni de variantes de fuselaje.

Como no existen precedentes en los que basarse, la decisión es basar los aspectos aerodinámicos en los planeadores, el caso energéticamente más similar al DAI.

Otro aspecto, el tren de aterrizaje, es difícil de evaluar pues su existencia en un diseño final es más que dudosa. Los UAV de ala fija suelen despegar mediante una catapulta y aterrizar con un paracaídas a parte que con las limitaciones energéticas que tendrá el proyecto parece sin sentido un tren de aterrizaje que sea lastre y ocupe un volumen en una aeronave que no necesite aterrizar.

De los elementos que se puede tomar alguna decisión preliminar son: Número de motores, se necesita minimizar el consumo eléctrico así que será el mínimo que sea capaz de cumplir con las futuras exigencias. Y configuración de cola, que debido a la limitación energética, las maniobras serán muy limitadas y de baja intensidad. Por este motivo, no es necesario disponer de un gran poder de maniobrabilidad de modo que para tener una mayor simplicidad estructural y no perder superficie para las placas solares con alerones (lo que obligaría a diseñar un ala mayor que la necesaria, cosa que podría dificultar el dimensionado general) se toma la decisión de no colocar superficies de control en el ala y dotar a la cola de todas las mismas.

7 Desarrollo de la solución

7.1 Dimensionado

Este es el punto que inicia el proyecto. El punto en que se empiezan a acotar los primeros parámetros y tener una idea del orden de magnitud de las cosas mediante un proceso iterativo basado en el bucle que forman las interrelaciones entre los elementos. Es decir, y para partir de algún punto de este bucle, supóngase que se fija la superficie de placas solares (cosa que, para empezar también fija al menos la superficie alar mínima que se necesitará), esto conlleva una potencia generada que debe ser capaz durante las horas de sol de alimentar el motor y cargar las baterías. Estas baterías deben ser las suficientes para mantener la aeronave en el aire toda la noche y a la vez las mínimas para no pesar demasiado cosa que conllevaría un aumento de potencia necesaria con su consiguiente aumento de superficie de placas solares para generar dicha potencia. Todo esto sin mencionar que la variación de la cantidad de placas solares hace variar la superficie alar que a su vez modifica la resistencia aerodinámica la cual, si crece, hará requerir a la aeronave de una mayor potencia.

El proceso a seguir consiste principalmente en aplicar equilibrio de fuerzas en vuelo 7.1:

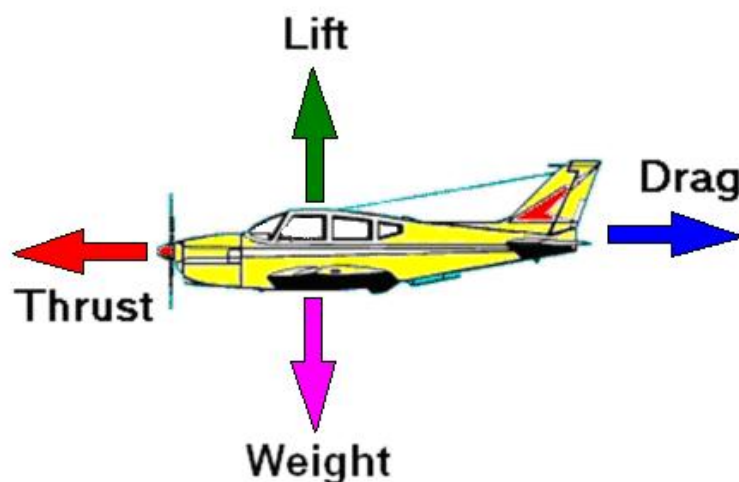


Figura 7.1: Fuerzas básicas sobre una aeronave

Source: mashsizz.com

Primero , estimar la potencia nominal de las placas que es necesaria y la cantidad de baterías.

Segundo , estimar un peso del conjunto final mediante la ecuación ??.

A continuación , encontrar la sustentación asociada a ese peso ($L=1,1 W$).

Cuarto , utilizando la ecuación ?? y estimando el coeficiente de sustentación (0,5 por ejemplo, común en planeadores) encontrar la velocidad para generar esta sustentación.

Quinto , Después de estimar el coeficiente de arrastre (preferiblemente mediante una polar parabólica donde solamente se depende de la resistencia parásita pues es el único parámetro que no se puede controlar directamente) encontrar la resistencia aerodinámica generada y por consiguiente el empuje necesario para contrarrestarla $T=D$.

Sexto , encontrar un motor en el mercado que cumpla con este empuje consumiendo el mínimo de energía posible y comprobar que cumple con el límite de potencia disponible.

Finalmente , Si cumple y las baterías pueden mantenerlo durante toda la noche y cargarse durante el día, Ya está el dimensionado hecho. Si no, volver al primer paso y modificar potencia y/o cantidad de baterías.

Y de este proceso se obtienen los siguientes resultados:

Tabla 7.1: Resumen de resultados del dimensionado

Superficie alar	2,647 m^2
Envergadura, b	8,13m
C_L	0,5
C_{D0}	0,015
Alargamiento, A	25
Factor de Oswald, e	0,95
Velocidad	15m/s
Empuje	7N
Potencia nominal paneles solares	450W
Potencia de carga de baterías	190W
Batería Tattu 16000mAh	3
Batería Tattu 10000mAh	1
T-Motor MT4008	1
Consumo medio del motor	70W

Y una polar parabólica estimada:

$$C_D = 0,015 + 0,0134 \cdot C_L^2 \quad (7.1)$$

7.2 Energía Solar

De todos estos puntos del bucle se conocen o pueden conocerse cómodamente sus valores y sus variaciones, por ejemplo, cuánto pesa una batería, cuánta capacidad tiene, como varía la resistencia aerodinámica con la superficie alar o cuanto consume el motor para generar un empuje concreto. Hay una excepción. La energía de la que se dispone pues sí es cierto que los fabricantes dan un valor de la potencia que generan las placas pero como es lógico, esta generación no puede ser constante 24h al día todos los días del año.

Obteniendo datos de fabricantes y hallando la incidencia solar para cada momento del día en función de la Latitud y momento del año, se puede obtener la expresión de la cantidad de potencia generada por las placas (ecuación 7.2).

$$\%Potencia = \cos(\alpha - \gamma) \cdot [160 - 160 \sin(\omega \cdot h \cdot 3600 + \frac{3\pi}{2} - S \cdot \omega 3600)] \quad (7.2)$$

Los datos extraídos de esta función utilizados son los obtenidos computando esta función para la latitud de París (aproximadamente 49 grados latitud norte) en el solsticio de invierno. Se obtiene el gráfico 7.2 en el que evidentemente los valores fuera de las horas de sol están puestos a 0.

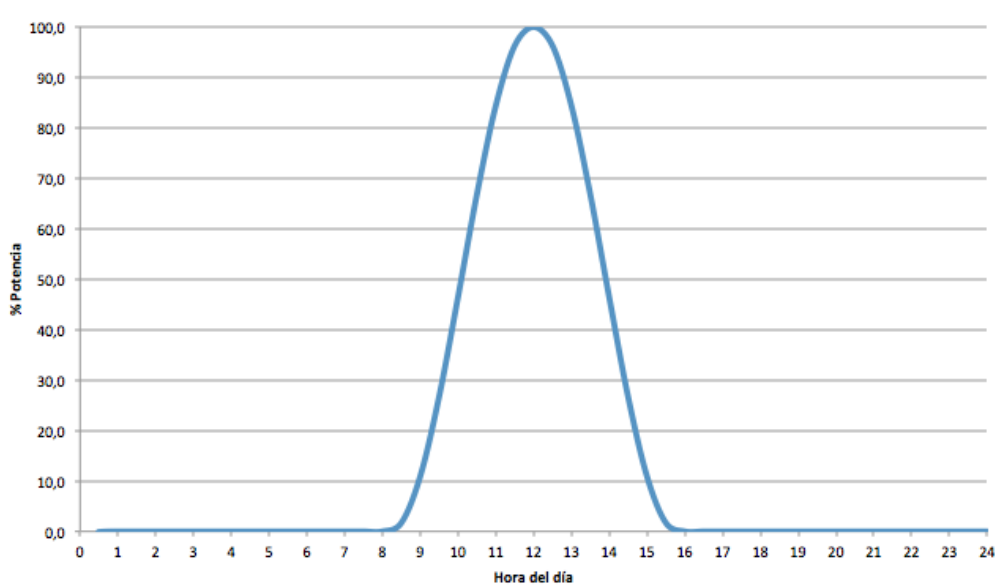


Figura 7.2: Gráfico del porcentaje de potencia suministrada para la latitud de París y el solsticio de invierno

Considerando vuelo rectilíneo y uniforme, el empuje que debe generar el motor es constante por lo tanto la cantidad de potencia que puede consumir como máximo es la media de la potencia generada a lo largo de 24h que para el caso, es del **16%** de la potencia nominal

de los paneles.

Esta potencia es la que las baterías deben ser capaces de suministrar durante todas las horas en las que la generación de energía esté por debajo de este 16% y las horas en que la generación esté por encima son las horas durante las cuales será posible cargar las baterías. Durante estas horas, la potencia de carga será la sobrante respecto a la que el motor este consumiendo de manera que la cantidad de potencia disponible para la carga es la media de la generación durante estas horas menos la cantidad que ya consume el motor.

Con los datos de la figura 7.2 se obtiene que durante las horas de carga, la potencia disponible es del **43%** de la potencia nominal de las placas. Esto significa que las baterías deben poder cargarse completamente durante estas horas disponiendo de esta cantidad de potencia.

7.3 Aerodinámica

7.3.1 Ala

7.3.1.1 Perfil

En este proyecto, debido a las limitaciones energéticas tan restrictivas el criterio de selección del perfil fue orientado únicamente a la minimización de la resistencia aerodinámica para la sustentación necesaria para mantener el DAI en el aire. En definitiva, lo que es lo mismo, la selección dependió de la eficiencia aerodinámica de cada candidato.

Teniendo en cuenta esto, los candidatos potenciales fueron los perfiles utilizados en las situaciones en que los requerimientos son similares. Los planeadores.

El perfil seleccionado en primera instancia es el Aquila 9,3% smoothed. de la serie Aquila, perfiles para planeadores caracterizados principalmente por su intradós plano. 7.3

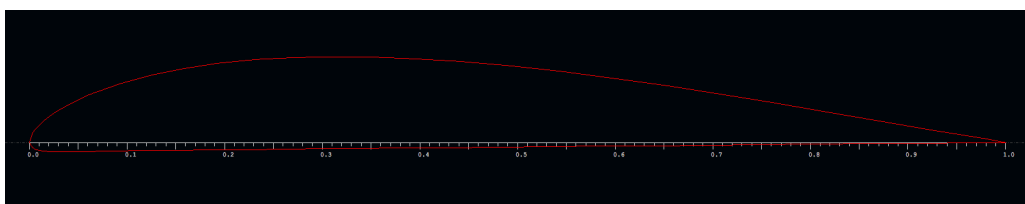


Figura 7.3: Aquila 9,3% smoothed

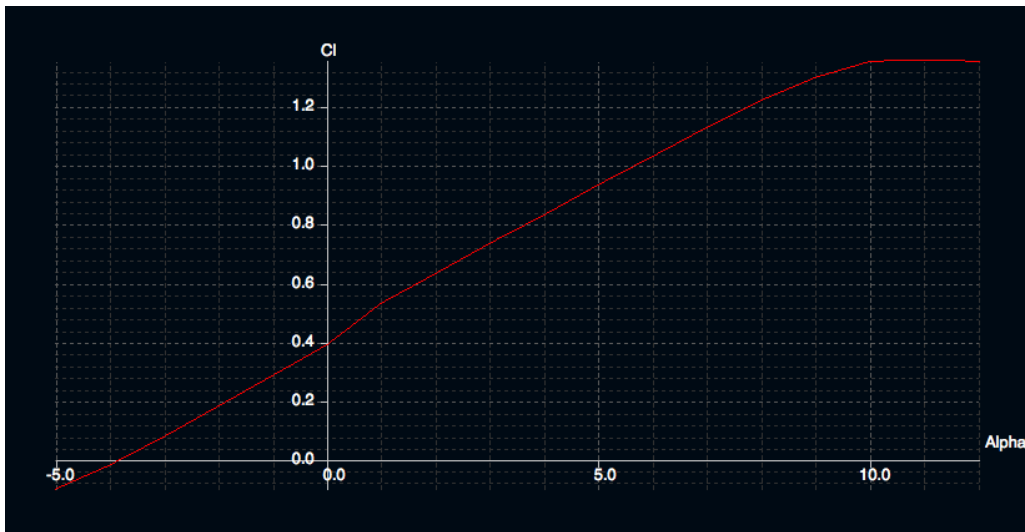


Figura 7.4: Curva C_L - α correspondiente al Aquila 9,3% smoothed.

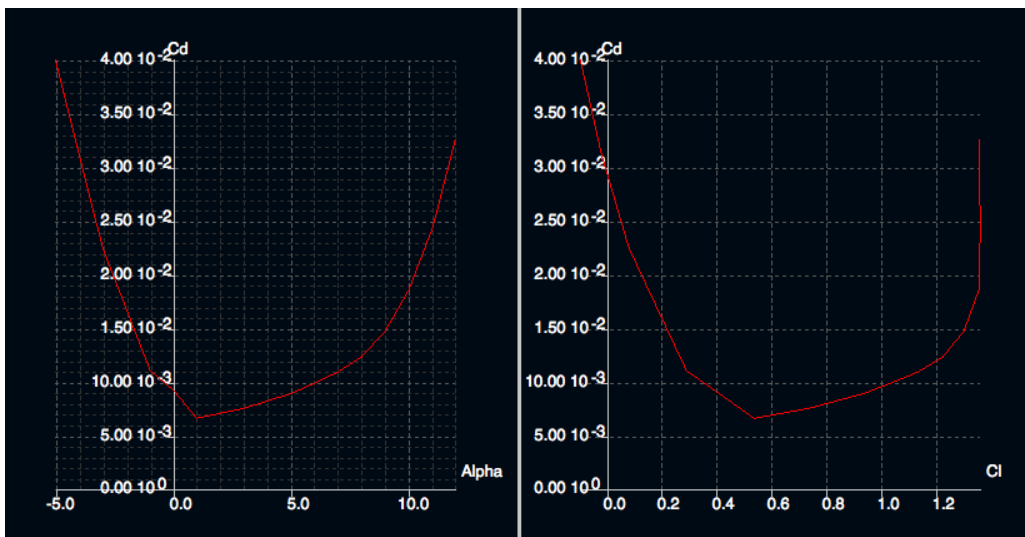


Figura 7.5: Curvas C_d - α y C_l - C_d correspondientes al Aquila 9,3% smoothed.

7.3.1.2 Diseño del ala

Una vez elegido el perfil, se debe seguir avanzando en el proyecto, es el momento del diseño del ala. Siguiendo el mismo criterio que en el punto anterior, el objetivo que se persigue es el de máxima eficiencia aerodinámica por lo que se mantiene la mirada fija en los planeadores, pues son la aeronave que requiere unas características más parecidas a las del caso del que se trata como se comenta en el punto anterior.

De esta manera, se han tomado como referencia diversos diseños de planeadores tanto modelos utilizados para vuelo de personas como modelos a escala de radiocontrol centrandose

Tabla 7.2: Comparativa resultados del dimensionado inicial con el análisis numérico sobre el ala

	S_w	C_L	C_D	V
Dimensionado	$2,647m^2$	0,5	0,0184	$14,7m/s$
Análisis	$2,813m^2$	0,5178	0,0123	$13,9m/s$

en aquellos cuyas fichas técnicas o referencias indicaran principalmente un alargamiento del orden del deseado ($A=25$). Este dato permite, por si no apareciera explícitamente, tener una idea de que la eficiencia pueda alcanzar los valores deseados.

Una vez realizada la selección de formas en planta y escalándolas para obtener la superficie alar requerida en el dimensionado para los paneles solares el siguiente paso es hacer un análisis numérico sobre ellas. Una vez completado este análisis para todos los casos, la forma en planta basada en el modelo Discus-2c de Schempp-Hirth devuelve unos valores muy cercanos a los del dimensionado inicial con incluso mejor rendimiento, como se aprecia en la 7.2:

Pero a esta configuración para el ala le pasa que en el perfil central no tiene suficiente grosor para poder contener las baterías de modo que el perfil en estas secciones debe modificarse.

La elección es el Riblett GA35A415 (figuras 7.6 7.7 y 7.8) y tras modificar el análisis anterior, los nuevos valores son:

Tabla 7.3: Comparativa resultados del dimensionado inicial con el análisis numérico sobre la modificación del ala

	Alargamiento	S_w	C_L	C_D	V
Dimensionado	25	$2,647m^2$	0,5	0,0184	$14,7m/s$
Análisis	25,23	$2,813m^2$	0,4838	0,0126	$14,4m/s$

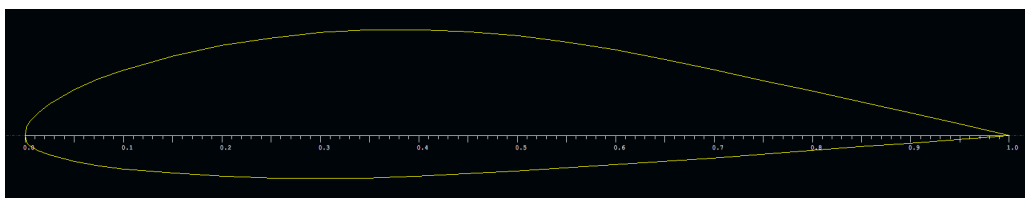


Figura 7.6: Riblett GA35A415

Con lo que la configuración definitiva del ala es la siguiente:

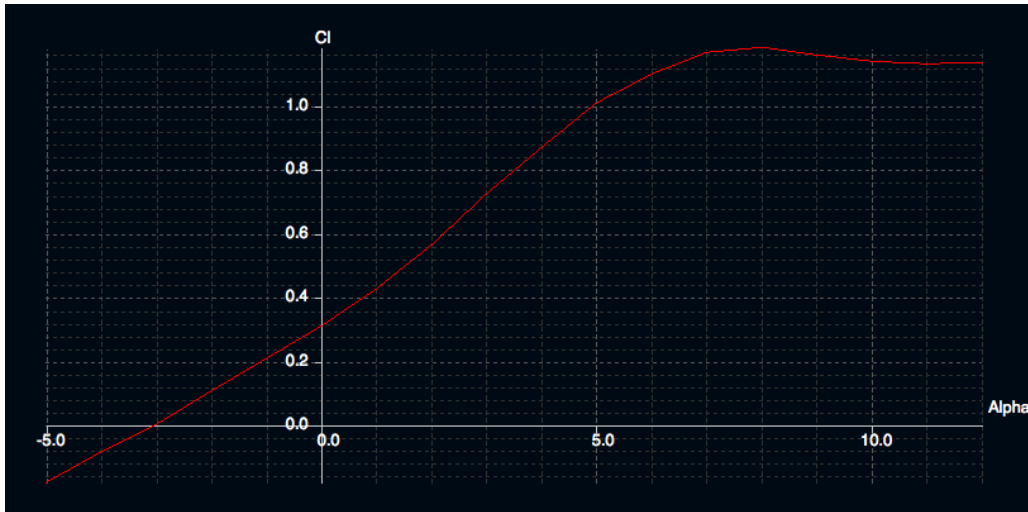


Figura 7.7: Curva $C_L-\alpha$ correspondiente al Riblett GA35A415.

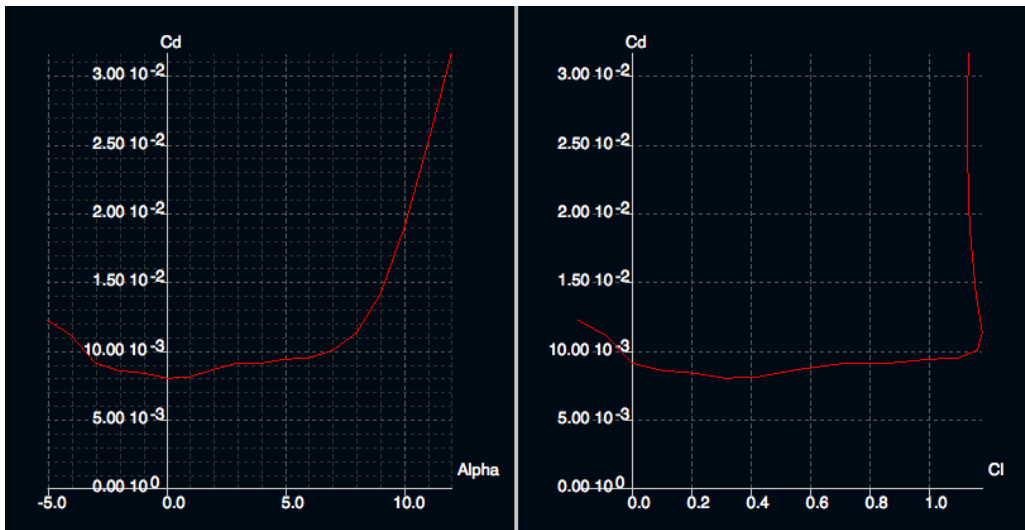


Figura 7.8: Curvas $C_d-\alpha$ y C_l-C_d correspondientes al Riblett GA35A415.

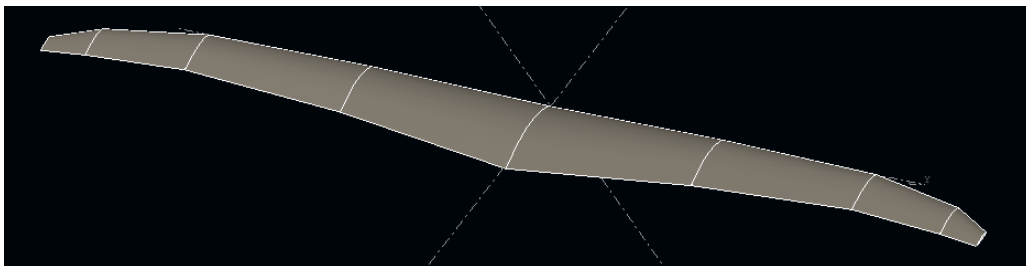


Figura 7.9: Ala definitiva

7.3.2 Diseño de la cola

Como se ha comentado, debido a la limitación energética, las maniobras serán muy limitadas y de baja intensidad. Por este motivo, no es necesario disponer de un gran poder de

maniobrabilidad de modo que para tener una mayor simplicidad estructural y no perder superficie para las placas solares con alerones (lo que obligaría a modificar el ala y hacerla más grande, con todo lo que comportaría) se toma la decisión de no colocar superficies de control en el ala y dotar a la cola de todas las mismas.

Para dimensionar la cola en V, el método es el mismo que para una configuración convencional y una vez obtenidos los resultados finales, convertirlos mediante las ecuaciones de conversión (ver anexo A sección Diseño de la cola)

Para dimensionarla, se toman los datos del planeador que más se acerca a las características del DAI en la bibliografía: el Caproni A-21. Teniendo en cuenta estos valores y que la cola debe ser algo más poderosa de lo habitual pues se encargará de la maniobrabilidad, la elección para los valores de los coeficientes de volumen y poder continuar es:

Coefficiente de volumen horizontal:

$$V_{HT} = 0.48$$

Coefficiente de volumen vertical:

$$V_{VT} = 0.0095$$

Con estos valores se obtiene una cola convencional con los valores que siguen:

$$l_T = 2,17 \text{ m} \quad S_{HT} = 0,214 \text{ m}^2 \quad S_{VT} = 0,105 \text{ m}^2$$

Y después de convertirlos a la cola en V se obtiene:

$$S_V = S_{HT} + S_{VT} = \mathbf{0,319 \text{ m}^2} \quad \mathbf{\text{Ángulo} = 35^\circ}$$

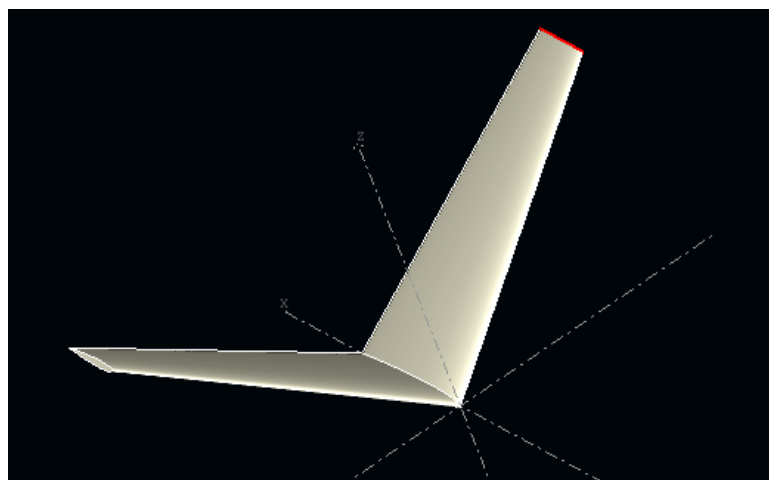


Figura 7.10: Cola en V definitiva

7.3.2.1 Superficies de control de cola

Para dimensionar las superficies de control de la cola, se han comparado los datos con otros UAV y aviones civiles de pasajeros que montaran la cola en V. En ellos, la cuerda del "ruddervator" es de hasta el 50% de la cuerda total de cola. En el caso del DAI pues, la decisión es que este porcentaje ascienda hasta el 60% teniendo en cuenta que la cola deberá ser la responsable por completo de las maniobras.

De este modo:

$$\frac{C_{ruddervator}}{C_{Vtail}} = 0.6 \quad (7.3)$$

7.3.3 Polar parabólica

Para calcular la polar del DAI, los métodos sugeridos en el volumen VI de Roskam [12] no eran válidos pues se basan en aproximaciones de factores de fricción y superficies mojadas estimadas para aviones de características similares al diseñado en los que en ningún caso se consideran diseños por debajo de dimensiones para el uso humano.

Debido a estas circunstancias se calculó mediante estimaciones comprobando que el coeficiente de resistencia C_D final obtenido no supere al estimado en el dimensionado.

Los datos usados en el dimensionado aparecen recogidos en la tabla 7.4 y llevan a la polar siguiente:

$$C_D = 0,015 + 0,0134 \cdot C_L^2 \quad (7.4)$$

Tabla 7.4: Datos del dimensionado inicial

A	e	k	C_{D0}
25	0,95	0,0134	0,015

La estimación del C_{D0} proviene de la búsqueda de casos de características parecidas.

La otra estimación de la polar se realiza mediante los datos obtenidos de la simulación con análisis numérico XFLR5. Los datos son los recogidos en la tabla 7.5

Tabla 7.5: Datos extraídos después del análisis con XFLR5

A	e	k	C_L	C_D
25,23	0,973	0,01296	0,49	0,014

Con los datos de la tabla 7.5 se deduce gracias a la ecuación 7.5 que el coeficiente C_{D0} en este caso es

$$0,014 = C_{D0} + 0,01296 \cdot 0,49^2 \quad (7.5)$$

$$C_{D0} = 0,0109$$

Con lo que la polar obtenida mediante análisis numérico es:

$$C_D = 0,0109 + 0,01296 \cdot C_L^2 \quad (7.6)$$

Teniendo en cuenta ambos métodos de estimación de la polar, se considera oportuno fijar la k con una media de las obtenidas mientras que en cuanto a la resistencia parásita es oportuno dar más peso a aquella más restrictiva de modo que se fija en $C_{D0}=0,0145$

El resultado final para la curva polar parabólica estimada es el reflejado en la ecuación 7.7.

$$C_D = 0,0145 + 0,0132 \cdot C_L^2 \quad (7.7)$$

7.3.4 CFD

Después de todo el cálculo analítico hecho hasta este punto, aquí se ha realizado una computación de dinámica de fluidos y sus resultados se presentan en esta sección. Esta computación se ha hecho mediante dos estadios del desarrollo del proyecto. La construcción del ala y el ensamblaje final del DAI.

Ala

La computación sobre el ala devuelve la siguiente distribución de presiones y sus velocidades asociadas (ver figuras 7.11 y 7.12). Aquí, la función forceCoeffs (ver anexo aerodinámico) devuelve los siguientes resultados después de estabilizarse al final de la simulación.

- $C_L = 0.309$

7.3 Aerodinámica

- $C_D = 0.0114$

Son buenos valores teniendo en cuenta que son muy cercanos a los valores obtenidos siguiendo los pasos de secciones anteriores. Teniendo en cuenta análisis con el ala horizontal, sin ángulo de incidencia.

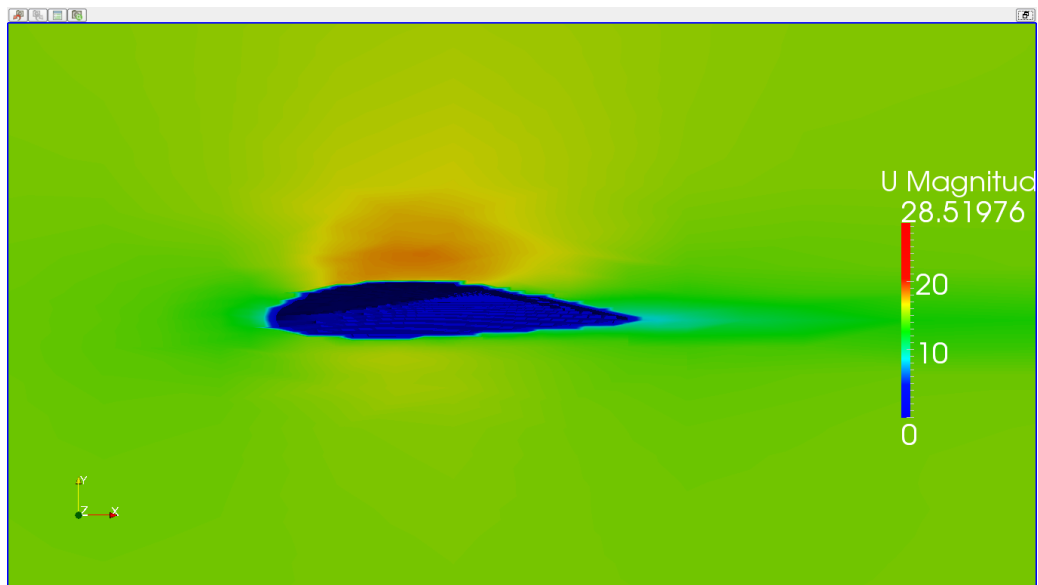


Figura 7.11: Campo de velocidades alrededor del ala

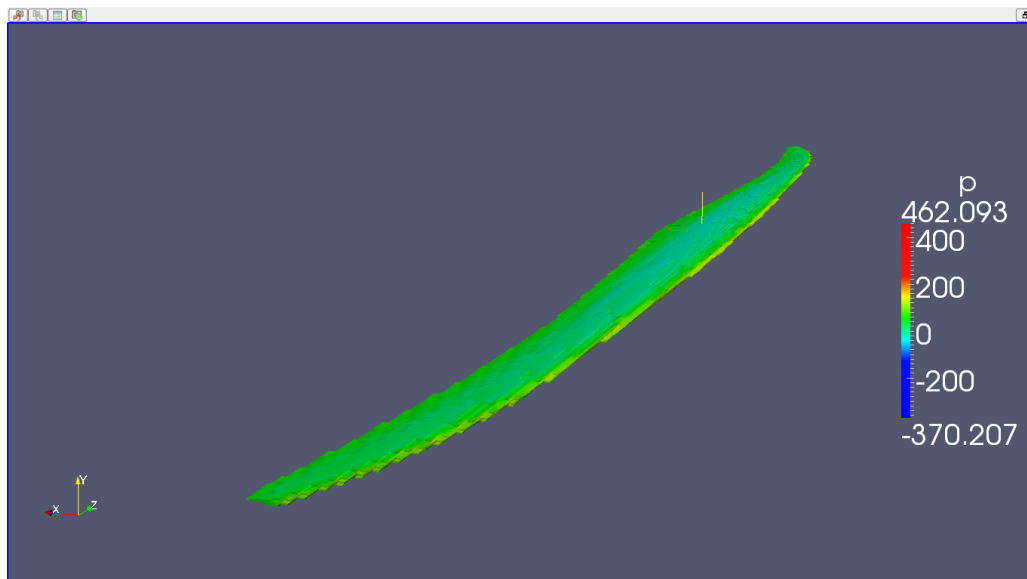


Figura 7.12: Campo de presiones alrededor del ala

Llegando al final del desarrollo aerodinámico del proyecto se encuentra el análisis de la aeronave entera en su ensamblaje y configuración final. Este análisis siguiendo la misma metodología que el anterior para el ala (considerando los buenos resultados que se obtuvieron) concluye con las figuras ?? y 7.13 debajo además de los datos obtenidos por la función de coeficientes, que para el caso son:

- $C_L = 0.5001$
- $C_D = 0.0138$
- $C_m = 0.0021$

Y corroboran los obtenidos en las secciones anteriores.

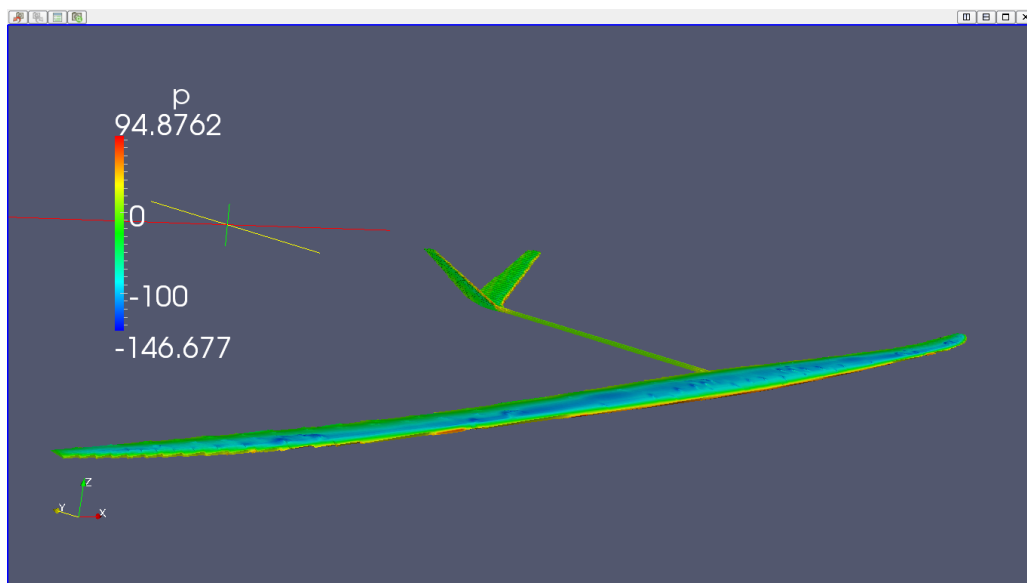


Figura 7.13: Distribución de presiones sobre el DAI

7.4 Estructura

7.4.1 Materiales

Los distintos materiales utilizados en el DAI son:

- Aluminio 2024-T3
- Fibra de carbono
- Resina epoxy

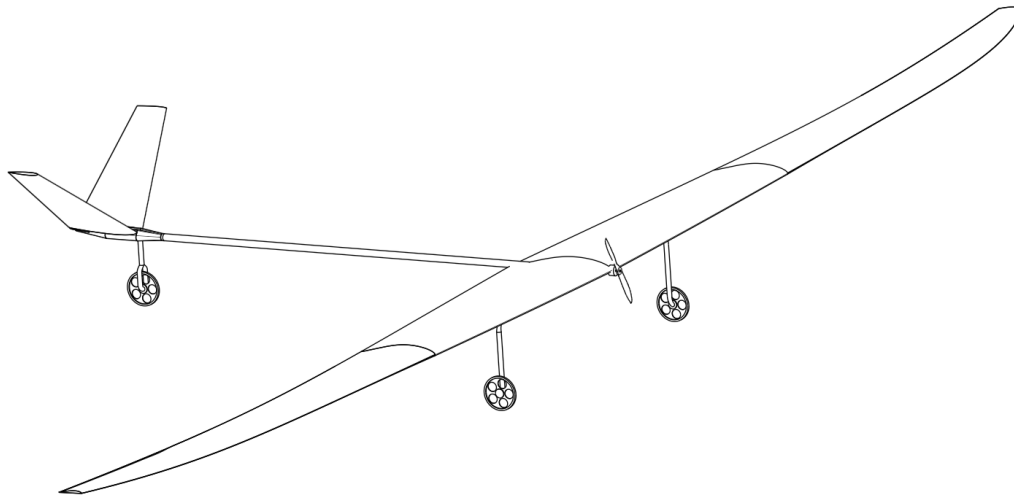


Figura 7.14: Vista 3D del DAI.

- Rohacell

De donde cabe destacar las propiedades del rohacell que aparecen en la siguiente tabla:

Tabla 7.6: Propiedades mecánicas del rohacell

Property	Standard	Unit	ROHACELL® 31 IG/IG-F	ROHACELL® 51 IG/IG-F	ROHACELL® 71 IG/IG-F	ROHACELL® 110 IG/IG-F
Density	ISO 845	kg/m³	32	52	75	110
	ASTM D 1622	lbs/ft³	2.00	3.25	4.68	6.87
Compressive Strength	ISO 844	MPa	0.4	0.9	1.5	3.0
	ASTM D 1621	psi	58	130	217	435
Tensile Strength	ISO 527-2	MPa	1.0	1.9	2.8	3.5
	ASTM D 638	psi	145	275	406	507
Shear Strength	DIN 53294	MPa	0.4	0.8	1.3	2.4
	ASTM C 273	psi	58	116	188	348
Elastic Modulus	ISO 527-2	MPa	36	70	92	160
	ASTM D 638	psi	5,220	10,150	13,340	23,200
Shear Modulus	DIN 53294	MPa	13	19	29	50
	ASTM C 273	psi	1,885	2,755	4,205	7,250

Source: rohacell.com

7.4.2 Centro de gravedad

- Ala: El centro de gravedad del ala teniendo en cuenta la espuma y las placas solares estará situado aproximadamente sobre el centro de gravedad del perfil central, a un 30% de la cuerda.

- Cola: Su centro de masas (cdm) estará a 2,3m del centro aerodinámico del perfil central del ala, es decir, a 2,4m del borde de ataque del DAI.
- Elementos eléctricos: El principal elemento con más del 95% del peso del bloque son las baterías y estas van situadas en el punto de máximo espesor del perfil, a un 30% de la cuerda.
- Brazo de cola: Su centro de gravedad está situado en su punto medio debido a su sección constante.

Una vez definido el peso de cada elemento significativo y su posición respecto al borde de ataque de la aeronave (tabla 7.7), la ubicación definitiva del cdm es:

Tabla 7.7: Posición centro de masas de las partes

Ala (Foam + Paneles solares)	9,9 Kg	0,18m
Cola	0,3 Kg	2,3m
Elementos eléctricos	7,1 Kg	0,17m
Brazo de cola	0,75 Kg	1,15m

$$x_{cdg}=220\text{mm}$$

Que es muy cercano al utilizado como estimación para hacer los análisis de estabilidad longitudinal, que era de 210 mm.

No queda fuera de lugar mencionar que esta posición, a diferencia de la aviación convencional, no varía pues no hay variación de cantidad de combustible ni, evidentemente, de pasajeros.

7.4.3 Ala

En este caso, a diferencia del diseño aerodinámico, la creación de un modelo que pudiera incorporar las características de la estructura y del material compuesto para analizarlo queda descartada. Es por esto, que se confía en modelos simplificados que proporcionan una aproximación adecuada del comportamiento estructural real. Su diseño es un proceso de varios pasos en los que inicialmente la complejidad es poca y va aumentando progresivamente

aplicando los datos que se van obteniendo.

Para hacer un diseño preliminar de la estructura del ala, se hará una aproximación inicial utilizando una teoría de viga de caja simplificada para calcular las características y cargas principales de la estructura.

Se elige este tipo de estructura como la principal porque es la usada más ampliamente en el sector del aeromodelismo y el radiocontrol y es sugerencia expresa del equipo Trencaòs.

Todos los cálculos de la sección han sido realizados mediante un programa de matlab desarrollado por el autor y un compañero de la asignatura de proyectos de la escuela. En las próximas líneas se detallan, a parte de los resultados, la metodología que sigue el programa.

7.4.3.1 Box beam

El Ala de la aeronave consiste en un conjunto de elementos básicos estructurales que son:

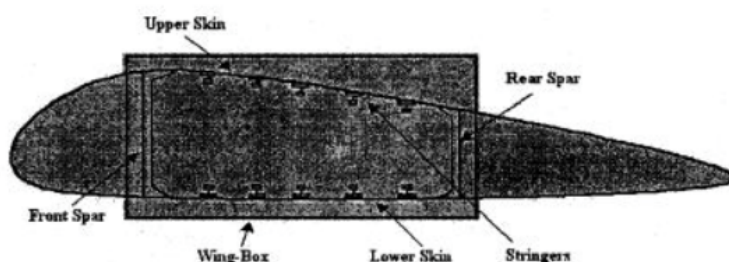


Figura 7.15: Sección transversal de una ala donde se aprecian los diferentes elementos.

- Larguerillos: Evitan que la piel pandee bajo compresión o debido a los esfuerzos cortantes a la vez que también soportan una parte del momento flector.
- Costillas. Son los travesaños estructurales que se combinan con los largueros y larguerillos y forman el marco del ala. Se extienden desde el borde de ataque hasta el borde de salida. Las costillas dan la forma de cámara al ala y transmiten los esfuerzos de la piel y los larguerillos a los largueros.
- Larguero frontal y trasero. El larguero principal es el primer camino para la carga del ala y soporta las cargas de flexión y cortante. Ambos son cero en el extremo del ala y alcanzan sus valores máximos en el centro, lo que provoca largueros de sección variable.

- Piel. Si no cargada, da la superficie al ala que genera las reacciones aerodinámicas.

7.4.3.2 Cálculos preliminares

Estimación de carga

El ala tiene que soportar una carga principal, la sustentación que genera. Es necesario definir algunas hipótesis:

- Se considera que la cola no genera sustentación.
- La sustentación se aproxima como una distribución uniforme a lo largo de la envergadura.
- Se considera que el ala es rectangular.
- Se aplica un coeficiente de seguridad de 1,5.
- La sustentación actúa en el centro aerodinámico de cada sección.
- El motor está alineado con el centro de gravedad.

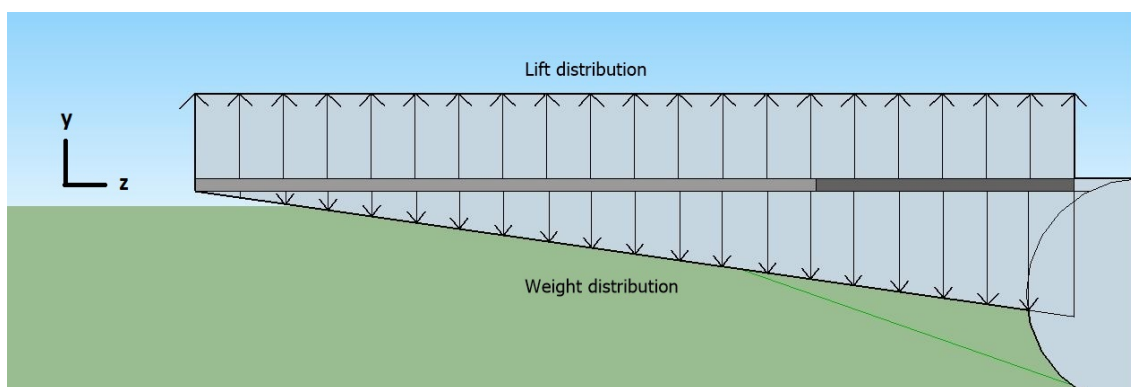


Figura 7.16: Distribución de sustentación y peso

Cargas estructurales

Éstos son los diagramas de esfuerzos sobre el ala

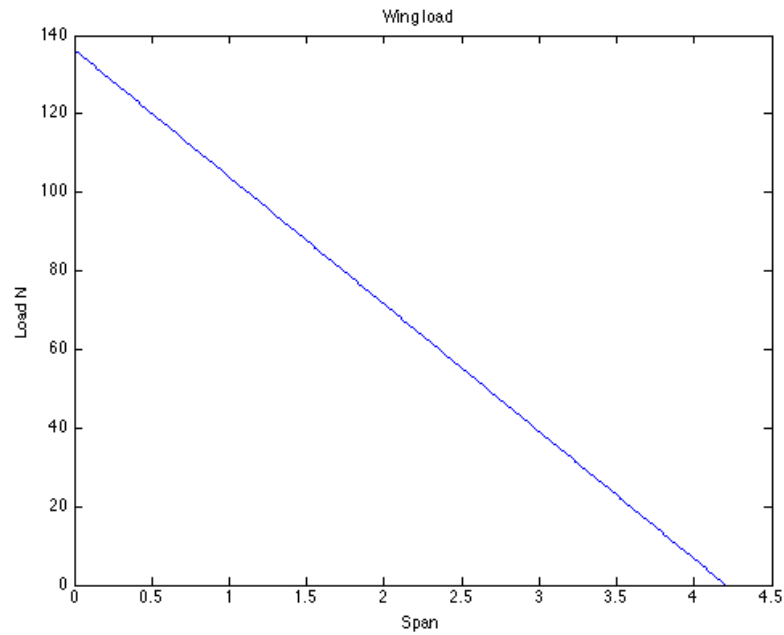


Figura 7.17: Diagrama de esfuerzo cortante

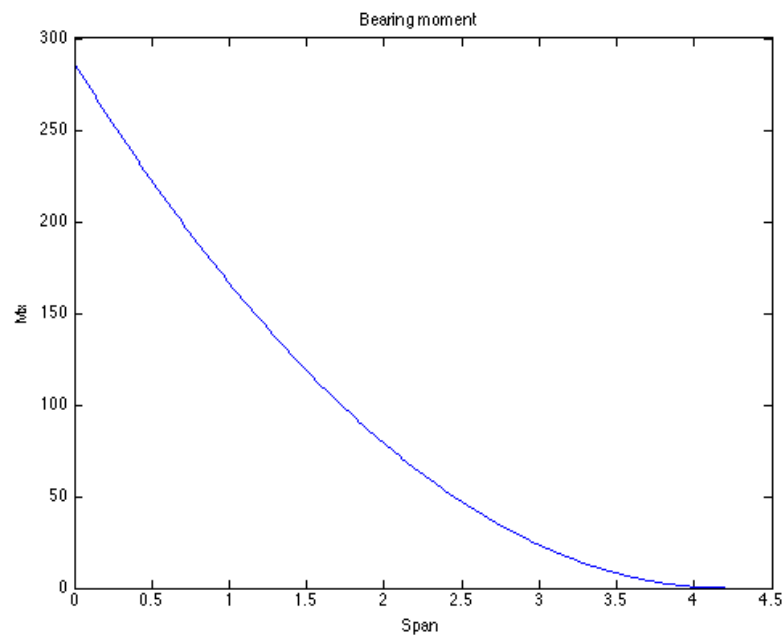


Figura 7.18: Diagrama de momento flector

Como ya se ha comentado, en la raíz del ala es el punto en el que el momento flector y el esfuerzo cortante serán máximos. Es necesario dimensionar la estructura para su sección

crítica y esta es, evidentemente, el perfil central.

$$Q = 135 \text{ N M} = 280 \text{ Nm}$$

Diseño de la sección

Las simplificaciones fruto de las hipótesis aplicadas siguen el esquema de la figura 7.19.

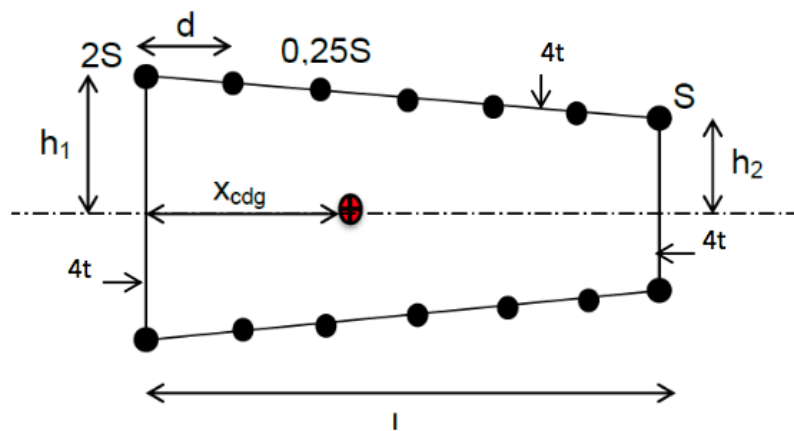


Figura 7.19: Simplificación de la viga de caja

Y las cargas se aplican como se observa a continuación en la figura 7.20.

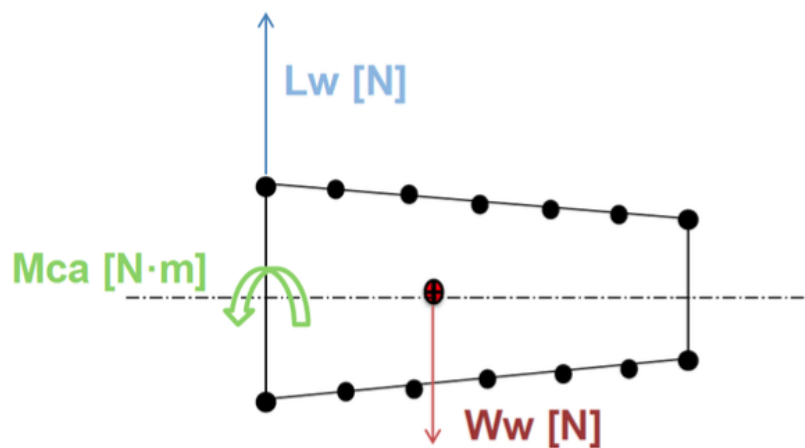


Figura 7.20: Distribución de cargas en la viga

7.4.3.3 Resultados

Una vez conocida la metodología y utilizando el software, se tiene una estructura con las siguientes características:

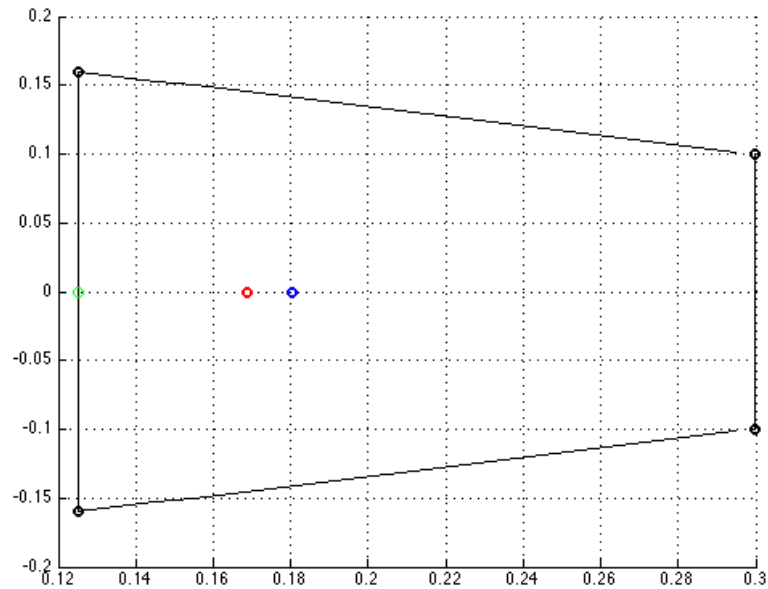


Figura 7.21: Dimensiones de la caja, donde el punto rojo representa el centro de gravedad y el azul el centro de cortadura

Y los resultados obtenidos son:

Tabla 7.8: Resumen de resultados estructurales del ala

Posición Larguero principal	0,13m
Posición larguero trasero	0,35m
Altura del larguero principal	0,15m
Posición del centro de gravedad	0,18m
Posición centro de cortadura	0,17m
Área de los larguerillos	$25mm^2$
Máxima distancia entre costillas	0,55m

Deformaciones

También es necesario hacer una aproximación preliminar sobre la deformación que experimentará el ala en su situación más comprometida.

La rotación debido a la torsión:

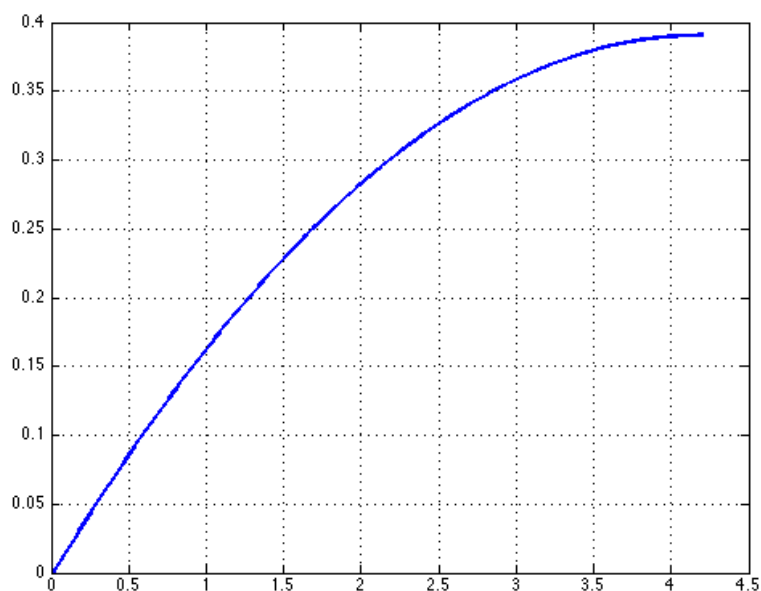


Figura 7.22: Distribución del ángulo de torsión a lo largo de la envergadura

7.4.3.4 Estructura

Teniendo en cuenta los resultados (de posición, dimensiones, etc) obtenidos en el dimensionado anterior y que en el caso del DAI toda la estructura está formada por material compuesto de espuma rohacell y fibra de carbono además de haber tenido la guía del equipo Trencaòs para conocer el sector de las aeronaves de radiocontrol fabricadas con foam, la estructura definitiva es como sigue:

El ala (y la cola del mismo modo) está formada por 3 bloques. Uno para cada semiala y un bloque central el cual alberga la bancada del motor, una parte de dos de las baterías y la unión brazo de cola - ala. Cada semiala consiste en un bloque de rohacell mecanizado de modo que elimina todo el material sobrante para dejar solamente las costillas unidas entre si por los dos largueros y tres larguerillos guía situados entre el borde de ataque y el larguero principal, entre los dos largueros y entre el larguero posterior y el borde de salida. Todo ello rigidizado con stringers de fibra de carbono suministrados por R&G que recorren toda la envergadura. Uno para cada larguerillo, tres para el larguero principal y dos más par el posterior.

En la figura 7.23 se puede tener una idea de como pasa el carbono aunque en este caso, la

espuma no está mecanizada más allá de la forma del perfil.

Para el cortante, no es necesario cargar la piel (que no se debe olvidar que carga con las placas solares) pues las propiedades del rohacell lo hacen resistente a este esfuerzo.

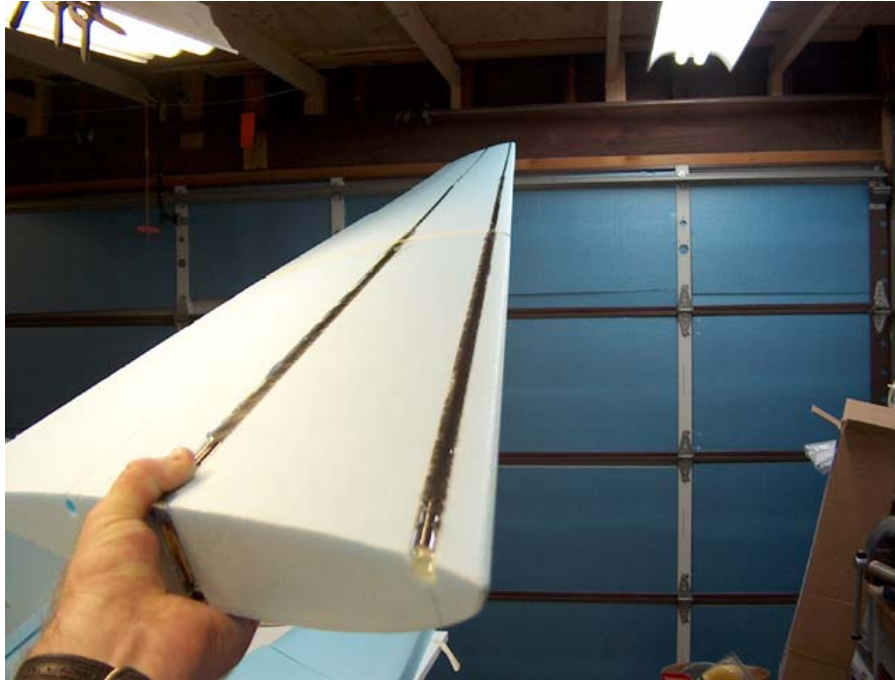


Figura 7.23: Ejemplo de montaje espuma y fibra de carbono

Source: r

cgroups.com

7.4.4 Fuselaje

El "fuselaje" que monta el DAI es simplemente un tubo de fibra de carbono de alta resistencia que da a la cola su brazo de actuación. Los diámetros exterior e interior del tubo son 32mm i 28mm respectivamente.

Va anclado en la sección central donde el ala tiene una cavidad especialmente configurada donde lateralmente se le colocaría la tornillería.

7.4.5 Landing Gear

El DAI no consta de un tren de aterrizaje como tal pues si su misión es tener autonomía infinita, a priori es una carga inútil a transportar y las limitaciones energéticas son el punto restrictivo del proyecto por excelencia. Así pues es necesario diferenciar entre las maniobras



Figura 7.24: Vista del producto de R&G utilizado como brazo de cola.

Source: r-g.com

de despegue y aterrizaje.

7.4.5.1 Despegue

El sistema de despegue consiste en un tren de aterrizaje efímero pues no va anclado a él sino que la aeronave descansa sobre él hasta que genera sustentación, momento en que ésta se levanta del suelo dejando al tren de aterrizaje en tierra. Este tipo de "tren de despegue" no tiene ningún sistema mecánico que permita hacer a la aeronave una maniobra de taxi para circular por carriles auxiliares de modo que el piloto o la persona designada debe colocar el DAI en el tren ya encarado a la pista. Encima del tren, solamente fuerzas aerodinámicas pueden hacer maniobrar la aeronave, cosa poco recomendable teniendo en cuenta primero que el DAI no tiene una gran capacidad de maniobra y segundo, que no está anclado al tren, solo descansa sobre él por lo que es una unión muy inestable.

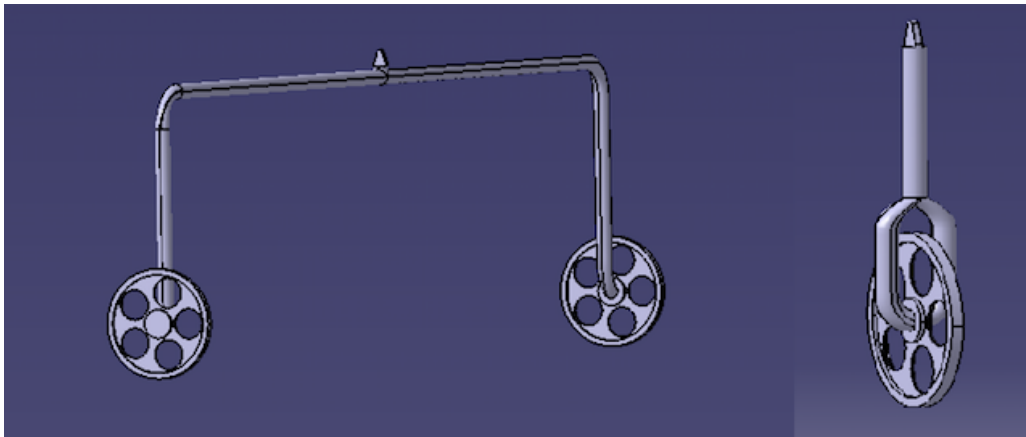


Figura 7.25: Vista 3D del tren.

7.4.5.2 Aterrizaje

Para aterrizar el sistema consiste en un paro del motor y la apertura de un paracaídas suministrado por Opale. Son paracaídas diseñados para UAVs y que cuentan con tecnología M.A.R.S.. La velocidad de caída para una aeronave como el DAI es de unos 4m/s, velocidad a la que algún elemento (como la hélice propulsora) podría sufrir algún daño pero siempre mínimos.



Figura 7.26: Paracaídas de Opale usado en un hexacopter.

Source: parachutedrone.com

7.5 Estabilidad

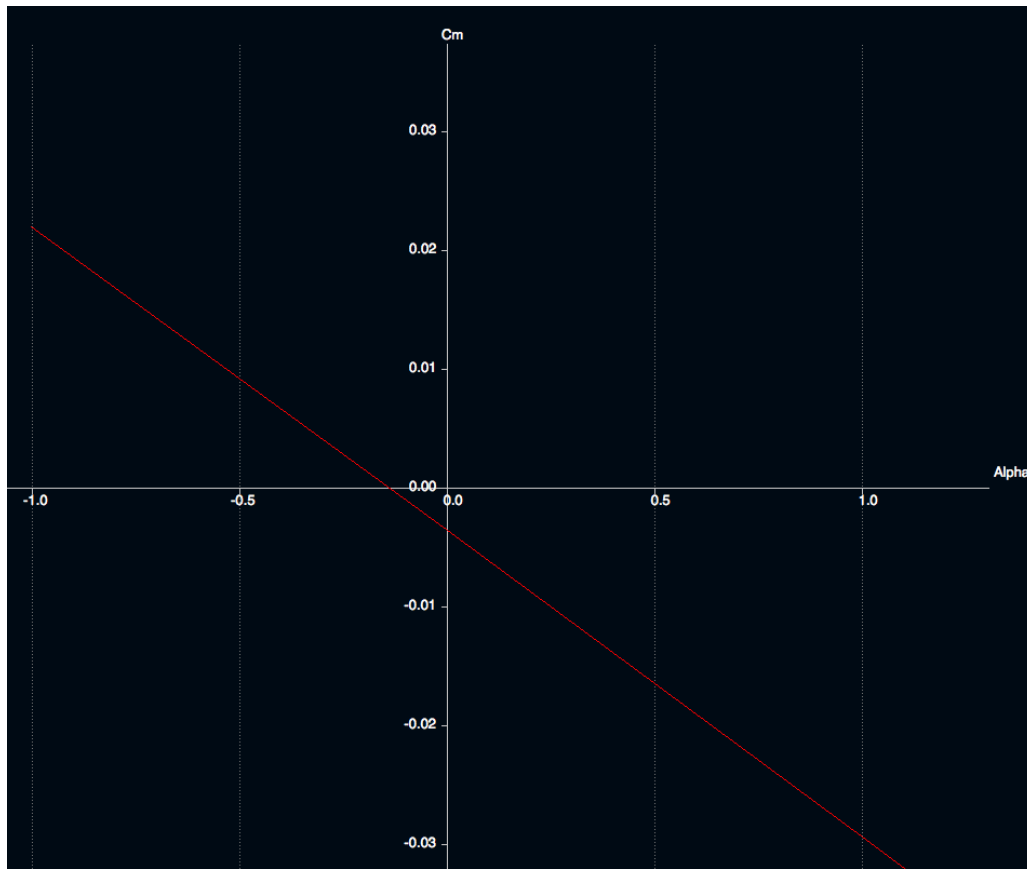
La estabilidad consiste en ver como la aeronave reacciona a las perturbaciones que la van afectando de modo que tienda a mantener el mismo estado de actuación.

7.5.1 Estabilidad estática longitudinal

La estabilidad estática longitudinal consiste en analizar como la aeronave reacciona al cabeceo cuando experimenta una variación del ángulo de ataque. En este análisis se supone que la deflexión del ruddervator no varía.

La base teórica de la estabilidad estática longitudinal es la siguiente. Un incremento del ángulo de ataque causa un incremento de sustentación. Si este aumento es mayor en la cola que en el ala, la perturbación se compensa y se considera que la aeronave es estable. Analíticamente, la estabilidad viene condicionada por el signo del coeficiente de momento Cm_α . Cuando éste es negativo, la aeronave reacciona negativamente a un incremento positivo del ángulo de ataque, lo que tiende a disminuirlo y por lo tanto, a estabilizarlo.

Utilizando la simulación mediante XFLR5, el Cm_α puede considerarse como la pendiente de la gráfica del coeficiente de momento con respecto al ángulo de ataque. El gráfico obtenido es el que se puede observar en la figura 7.27. Con respecto al dimensionado aerodinámico solamente se ha modificado hasta 2° el ángulo de incidencia de la cola para que el punto de estabilidad sea para $\alpha=0$.

Figura 7.27: Curva $C_m - \alpha$

Como se puede observar en la figura 7.27, la pendiente es claramente negativa y de un valor del rango recomendado por el equipo Trencalòs de la ETSEIAT. El ángulo de estabilización del conjunto (punto en el que $C_m=0$), como se ha comentado, es cercano a 0 grados. Por lo que se puede concluir que el DAI será longitudinalmente estable.

7.5.2 Estabilidad estática direccional

La estabilidad estática direccional consiste en analizar la reacción de la aeronave frente a una perturbación que haga variar el ángulo de guiñada. Para estudiar este caso, se considera que la deflexión del ruddervator es constante.

La teoría detrás de este caso es que cuando la aeronave encuentre una perturbación que induzca un ángulo de guiñada deberá ser capaz de contrarrestar esta perturbación.

Para este análisis se usa nuevamente el software XFLR5 para hallar el coeficiente $C_{n\beta}$. Este coeficiente es la pendiente (o derivada) de la curva C_n vs β (ángulo de guiñada) y para que el avión sea estable es necesario que este factor sea positivo. La curva resultante es la del gráfico 7.28.

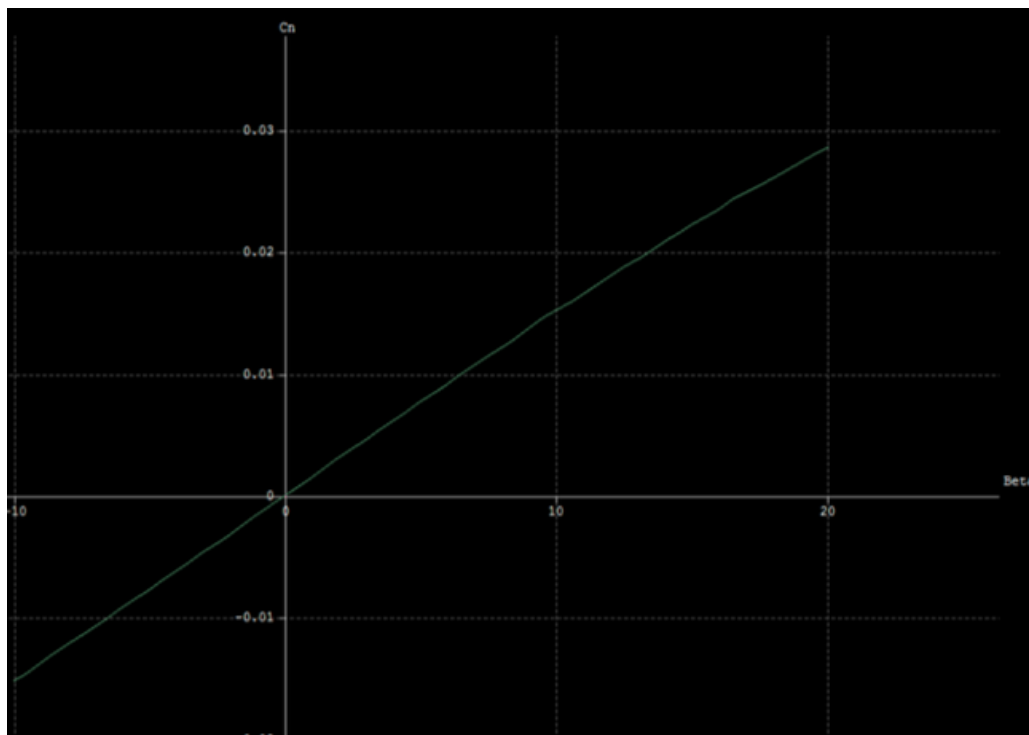


Figura 7.28: Curva $C_n - \beta$

La pendiente de la curva es la derivada de estabilidad direccional:

$$C_{n\beta} = 0,00163$$

7.5.3 Estabilidad estática lateral

La estabilidad estática consiste en analizar la reacción de la aeronave frente a una variación del ángulo de balance. Para estudiarlo, como en los casos anteriores, se considera que la deflexión de las superficies de control es constante.

Cuando una perturbación hace que el avión se balancee hacia una semiala, parte del aire fluye desde esta ala baja hacia la que queda más alta. Esto crea una mayor sustentación en el ala baja que en la alta, cosa que hace que de nuevo, tienda a balancearse hacia la posición inicial.

Diversos parámetros hacen que aparezca este tipo de estabilidad como por ejemplo, en caso de un avión, una configuración de ala alta. También lo es tener un ángulo de diedro como es el caso. Computando la geometría en el software XFLR5, se comprueba que efectivamente, el DAI es lateralmente estable.

7.6 Control

El sistema de control consiste en un mecanismo de fly-by-wire con el que el piloto manda una señal a través del controlador, a bordo, el piloto automático 3DR Pixhawk interpreta esta señal y hace actuar los servos colocados en las superficies de control. En la imagen 7.29 deberían sustituirse las palancas de control por un controlador a distancia pero este sería el esquema simplificado del sistema de control.

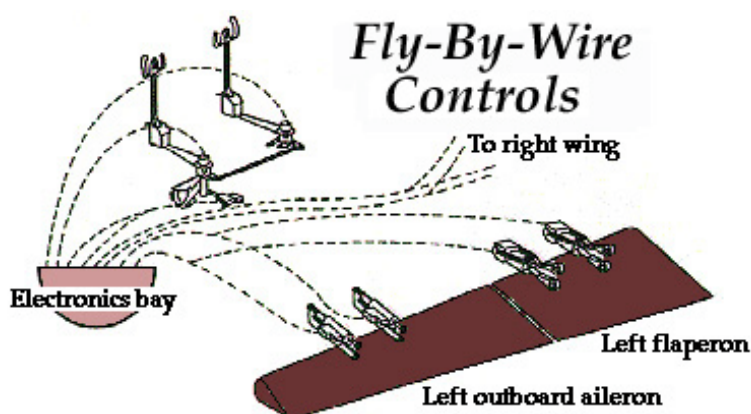


Figura 7.29: Esquema del sistema fly-by-wire

Source: mura.org

7.7 Actuación y funcionamiento

La actuación de una aeronave es la capacidad de cumplir ciertas funciones y contiene los datos referentes al despegue, ascenso, crucero, el alcance, resistencia, descenso y aterrizaje. En el caso del DAI no es necesario contemplar el descenso y aterrizaje pues se efectúa mediante el paracaídas y tampoco la resistencia y el alcance pues al ser de autonomía infinita, éstos también.

7.7.1 Despegue

El despegue es la acción comprendida entre la colocación del DAI sobre su tren de aterrizaje y el momento en que este alcanza la altitud mínima definida en la normativa.

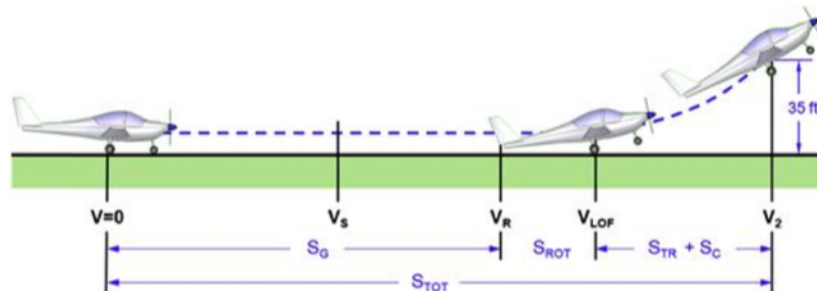


Figura 7.30: Segmentos del despegue

Source: Gudmundsson, Figura 17-3

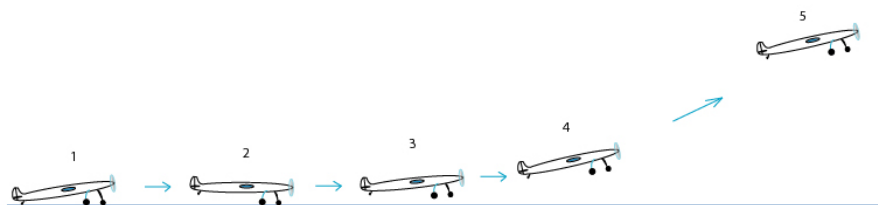


Figura 7.31: Fases del despegue con una configuración con rueda de cola

1. Colocación del DAI sobre el tren.
2. Al coger velocidad, la cola se levanta hasta la posición de estabilidad longitudinal.
3. En el momento en que sustenta y se desprende el tren de aterrizaje principal el piloto efectúa una rotación para empezar el ascenso.
4. Ascenso

Para calcular las distintas velocidades y distancias para cada segmento mediante las ecuaciones detalladas en el anexo-B, se utilizan los datos de la tabla 7.9.

Tabla 7.9: Parámetros del DAI para el despegue

Parámetro	Magnitud
W	180N
S_w	2,8 m^2
V_{stall}	12,5m/s
V_{LOF}	13,75m/s
V_R	13,75m/s
V_{TR}	14,4m/s
V_2	15m/s
D	7N
L	280N
T	16N
A	25
e	0,95
C_{D0}	0,0145
$C_{D,TO}$	0,022

Con los que se obtienen los siguientes resultados compilados en la tabla 7.10.

Tabla 7.10: Resultados del DAI para el despegue

Parámetro	Magnitud
a	0,662 m/s^2
S_G	145 m
S_R	13m
S_{TR}	60m
S_{TOTAL}	220m
t_{LOF}	20s
t_R	1s
t_{Climb}	14N
t_{TOTAL}	35N
factor de carga, n	1,606
R	35m
θ	0,05 rad

7.7.2 Ascenso

El ascenso se puede definir como la actuación comprendida entre la fase de despegue y el vuelo de crucero.

Los datos para el cálculo de las variables de ascenso son los que aparecen en la tabla 7.11. Y los resultados asociados son los de la tabla 7.12.

Tabla 7.11: Parámetros del DAI para el ascenso

Parámetro	Magnitud
W	180N
S_w	2,8 m^2
A	25
e	0,95
C_{D0}	0,0145
γ	0,15
Δh	120m

Tabla 7.12: Resultados del DAI para el ascenso

Parámetro	Magnitud
T	7,9N
Δx	795m
t_{climb}	183s
C_{climb}	3 min

7.8 Elementos eléctricos

En esta sección están recopilados todos los elementos consumidores de energía eléctrica. La selección de la mayoría de los mismos, los más importantes y principales se ha realizado mediante el consejo de HEMAV, empresa especializada en el sector y buscando componentes mejores aunque el coste se disparara. Dicha búsqueda en ningún caso fue fructífera.

7.8.1 Baterías

Las baterías recomendadas por HEMAV y con mejor ratio capacidad/peso del mercado del sector son las baterías Tattu de 22,2V y 16000mAh o 10000mAh de capacidad (imagen 7.32).

Las primeras teniendo en cuenta los valores de disponibilidad energética del apartado anterior tardan 2h en cargarse cada una y su duración es de 5 horas. Las de 10000mAh, en cambio tardan 1 hora y 15 minutos en cargarse y casi 3 horas y cuarto en descargarse.

De las iteraciones se saca que el DAI deberá montar 3 baterías de 16000mAh y 1 de 10000mAh.



Figura 7.32: Batería Tattu 16000mAh

7.8.2 Motor

Los motores recomendados por HEMAV, expertos del sector de UAV, son los Tiger Motors, de entre los cuales en su serie de mayor rendimiento, la "Professional Series", el motor que se ajusta al dimensionado es el **MT4008** que con un consumo de 70,7W (3,14A) genera los 700 gramos de fuerza necesarios para mantener el DAI en el aire.



Figura 7.33: Motor T-motor MT4008

Source: rctigermotor.com

La hélice asociada por el fabricante a este motor y estas prestaciones es una hélice de 14" (355mm) de diámetro hecha en fibra de carbono.



Figura 7.34: Hélice prop14x4.8 de T-motor

Source: rctigermotor.com

7.8.3 Piloto automático

Este es el primer elemento que no se ha tenido en cuenta en el dimensionado. Esto es debido a su consumo eléctrico y pesos despreciables. La CPU de control que monta el DAI es la 3DR Pixhawk ???. Es el sistema de control recomendado por HEMAV.



Figura 7.35: Piloto automático y controlador 3DR Pixhawk

Source: store.3drobotics.com

7.8.4 Cámara

La cámara que monta el DAI es una GoPro Hero4 Session 7.36. La elección se basa en la minimización del peso adicional. La cámara consume 10W, consumo que no se ha tenido en cuenta en el dimensionado pues este se centraba en mantener el DAI en el aire, no en sus aplicaciones. Con estos 10W de consumo adicional, el rango de latitud de uso con la cámara siempre encendida y transmitiendo se reduce casi 3 grados hasta una latitud de 46 grados, latitud por encima de ciudades como Milán o Lión en Europa y que abarca países como Japón, Australia o Nueva Zelanda y casi la totalidad de Estados Unidos o Argentina.

Es una cámara para uso deportivo (alta resistencia) y que obtiene imágenes en alta definición. Sus dimensiones son cúbicas de 38mm de lado.



Figura 7.36: GoPro Hero4 Session

Source: amazon.com

8 Presupuesto

El objetivo de este presupuesto es mostrar los números más importantes del proyecto.

Este presupuesto incluye los costes debidos a la fabricación de la aeronave. El desglose del mismo estará dividido en costes fijos y costes variables, que están divididos a su vez en diseño estructural, elementos propulsivos y elementos eléctricos y electrónicos.

Tabla 8.1: Resumen de costes

Costes fijos	15.000€
Ingeniería	15.000€
Costes variables	8.985€
Estructura	6.030€
Propulsión	170€
Sistema eléctrico	2.785€
TOTAL	23.985€

9 Impacto ambiental

El DAI es un UAV que funciona generando su propia energía por lo tanto, su impacto ambiental a nivel de emisiones de CO_2 será nulo. También es nulo su impacto en cuanto a la contaminación acústica pues el ruido que genera es prácticamente despreciable.

El impacto ambiental que se puede tener en cuenta es el provocado por su fabricación (mecanizado de los materiales, excedentes, etc) y por su desactivación en el momento en que finalice su vida útil. Ambos impactos son muy complicados de determinar en términos de impacto/unidad.

10 Planificación de la siguiente fase

La continuación del proyecto debería consistir en un diseño más detallado y de diversos elementos principalmente estructurales como los elementos de unión ala-brazo de cola y cola-brazo de cola, la integración de los larguerillos en el Rohacell o concretar el montaje del cableado. Todo ello enfocado a la construcción de un primer prototipo de modo que como parte de la siguiente fase, se debe considerar la realización de todos los planos pieza a pieza debidamente acotados y del plano de conjunto para guiar el montaje. Se puede encontrar una planificación estimada en la figura 10.1.

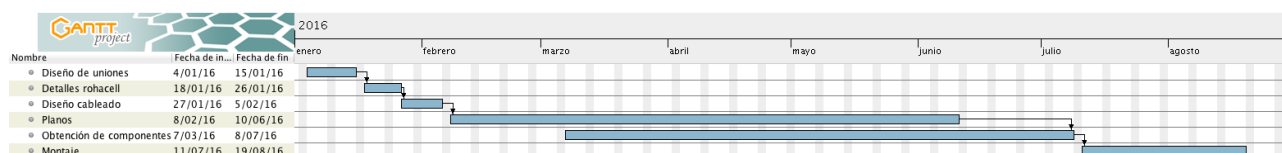


Figura 10.1: Diagrama de Gantt de la siguiente fase

11 Conclusiones

El proyecto del DAI se inició con la idea de integrarse en un mercado con un inmenso futuro y potencial tratando de satisfacer su principal carencia, la autonomía.

Aunque hoy en día la autonomía infinita no sea una necesidad por limitaciones de legislación, conseguirla demuestra que la autonomía no será una limitación para la expansión del sector y que escalando el proyecto para distintas autonomías requeridas, ésta deja de ser un factor que restringe las capacidades del UAV.

Para concluir el proyecto y evaluar si se han cumplido los objetivos correctamente, los elementos a analizar son: requisitos, tiempo y alcance.

Los requisitos se han cumplido pues diseñando el DAI siguiendo la normativa vigente se ha alcanzado la autonomía infinita.

Después de comprobar que era posible conseguir la autonomía infinita, el factor tiempo era el más limitante pues su tiempo inicial para desarrollar el proyecto era de aproximadamente 4 meses y con cargas de trabajo paralelas considerables. Conseguir seguir las fechas establecidas en el diagrama de Gantt inicial para así cumplir el objetivo de tiempo dentro de este período se convirtió en imposible y gracias a la ampliación de terminio se ha podido cumplir el objetivo que era completar el DAI a tiempo.

Por lo que respecta al alcance del proyecto:

- Se ha cumplido con el estudio aerodinámico. Incluso se ha realizado un análisis CFD de distintas partes del proyecto.
- Estructuralmente se han analizado el ala y el brazo de cola pero no se ha estudiado la cola con un amplio detalle ni se han dimensionado los elementos de uniones brazo de cola - ala y brazo de cola - cola. A pesar de ello, se considera que el objetivo "Estudio de la estructura" se ha cumplido.
- Se han dimensionado los elementos de control y se ha garantizado la estabilidad estática (longitudinal, lateral y direccional).
- El estudio de la propulsión se ha efectuado por completo eligiendo el motor adecuado para la autonomía infinita y corroborando su capacidad frente a los datos de actuaciones para situaciones en las que la limitación energética no sea crítica.

- Se ha tenido siempre en cuenta la normativa.
- El diseño de CAD se ha efectuado completamente para obtener los planos del DAI y servir de herramienta de soporte para el análisis CFD

12 Bibliografía

- [1] ABBOT, IRA H. Summary of Airfoil Data. NACA Technical Report 824, National Advisory Committee for Aeronautics, Langley Aeronautical Lab.; Langley Field, VA, United States, January 1945.
- [2] AIRCRAFT SPRUCE AND SPECIALTY CO. ALL RIGHTS RESERVED. Aircraft Spruce. Everything for planes & Pilots, May 2015. URL: <http://www.aircraftspruce.com>.
- [3] CASACUBERTA PUIG, JORDI. OpenFOAM Guide for Beginners, May 2015. URL: <http://the-foam-house5.webnode.es>.
- [4] TATTU UAV BATERIES. TATTU...Less is more, May 2015. URL: <http://www.tattu-world.com>.
- [5] TIGER-MOTORS. The safest propulsion system, May 2015. URL: <http://www.rctigermotor.com>.
- [6] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. I: Preliminary Sizing of Airplanes. Ottawa, Kansas, 1985. ISBN 1-884885-42-X.
- [7] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. II: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System. Ottawa, Kansas, 1985. ISBN 1-884885-43-8.
- [8] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. V: Component Weight Estimation. Ottawa, Kansas, 1985. ISBN 1-884885-50-0.
- [9] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutaways and Inboard Profiles. Ottawa, Kansas, 1986. ISBN 1-884885-56-X.
- [10] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. IV: Layout of Landing Gear and Systems. Ottawa, Kansas, 1986. ISBN 1-884885-53-5.
- [11] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements. Ottawa, Kansas, 1986. ISBN 1-884885-54-3.
- [12] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. VI: Preliminary Calculation of Aerodynamic, Thrust and Power Characteristics. Ottawa, Kansas, 1987. ISBN 1-884885-52-7.
- [13] DR. ROSKAM, J. *Airplane Design*, vol. VIII: Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operating. Ottawa, Kansas, 1990. ISBN 1-884885-55-1.

- [14] LEGISLACIÓN. AESA Legislación rpas , July 2015. URL: <http://www.seguridadaerea.gob.es>.
- [15] LEGISLACIÓN. EASA , Abril 2015. URL: <http://www.easa.europa.eu>.
- [16] BOE. BOE , July 2015. URL: <http://www.boe.es>.
- [17] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. *Aviation Maintenance Technician Handbook—Airframe*, 2012. FAA-H-8083-31.
- [18] FU, W., LI, J., AND WANG, H. Aircraft and aerospace applications: Part 1. URL: <http://www.totalmateria.com/Article95.htm>.
- [19] FU, W., LI, J., AND WANG, H. Numerical simulation of propeller slipstream effect on a propeller-driven unmanned aerial vehicle. *Procedia Engineering* 31 (2012), 150 – 155. International Conference on Advances in Computational Modeling and Simulation. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1877705812010296>.
- [20] GoPro, INC. ALL RIGHTS RESERVED. GoPro. Be a HERO, April 2015. URL: <http://gopro.com>.
- [21] GUDMUNDSSON, S., Ed. *General Aviation Aircraft Design*. Butterworth-Heinemann, Boston, 2014. ISBN 978-0-12-397308-5.
- [22] LEISHMAN, J. G. *Principles of Helicopter Aerodynamics*, 2nd ed. Cambridge University Press, North America, April 2006. SBN-13: 9780521858601 | ISBN-10: 0521858607.
- [23] LINDA CONRAD, NASA. Virtual Skies, April 2015. URL: <http://virtualskies.arc.nasa.gov/aeronautics/1.html>.
- [24] LOMBARDO, D. A. *Aircraft Systems*, 2nd ed. McGraw Hill Professional, North America, 1998. SBN-13: 978-0070386037 | ISBN-10: 007038603X.
- [25] NANCY HAIL, NASA. Glenn Research Center, Ailerons, May 2015. URL: <http://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12/airplane/alr.html>.
- [26] NIU, M. C.-Y. *Airframe Structural Design*. Burbank, California, 1998. ISBN 962-7128-04-X.
- [27] P. RAYMER, D. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Sylmar, California, 1985. ISBN 0-930403-51-7.
- [28] REJADO, C. C. *Aeronavegabilidad y Certificación de Aeronaves*, 1st ed. Ediciones Paraninfo, Madrid, Spain, 2008. SBN-13: 978-8428331838 | ISBN-10: 8428331839.